

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

---

FAKULTA STROJNÍ

ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY



Bakalářská práce

NÁVRH VTOL UAV S KONCEPCÍ TAILSITTER

## ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

### I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Baláš** Jméno: **Martin** Osobní číslo: **457606**  
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**  
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**  
Studijní obor: **bez oboru**

### II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

**Návrh VTOL UAV s koncepcí taisitter**

Název bakalářské práce anglicky:

**Design of VTOL UAV with taisitter concept**

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Rešerši současného stavu problematiky
- 2) Optimalizaci pomocí programů Matlab a AVL
- 3) Aerodynamický návrh
- 4) Návrh konstrukce UAV

Seznam doporučené literatury:

Dle doporučení vedoucího BP.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

**Ing. Jan Klesa, Ph.D., ústav letadlové techniky FS**

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) bakalářské práce:

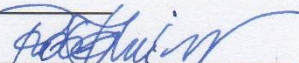
Datum zadání bakalářské práce: **30.04.2018**

Termín odevzdání bakalářské práce: **13.08.2018**

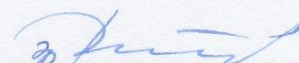
Platnost zadání bakalářské práce:



Ing. Jan Klesa, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) práce



Ing. Róbert Theiner, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry



prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.  
podpis děkana(ky)

### III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Student bere na vědomí, že je povinen vypracovat bakalářskou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v bakalářské práci.

30.4. 2018

Datum převzetí zadání



Podpis studenta

## Prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci vypracoval samostatně a souhlasím s tím, že její výsledky mohou být dále využity dle uvážení vedoucího práce Ing. Jana Klesy, Ph.D. jako jejího spoluautora. V případě publikace si přeji být uveden jako spoluautor.

Datum.....

Podpis.....

## Poděkování

Děkuji Ing. Janu Klesovi Ph.D. za jeho odborné vedení a rady při zpracování bakalářské práce. Dále panu Ing. Pavlu Hospodářovi za věnovaný čas a pomoc při vytváření této práce.

## Anotační list

<b>Jméno autora:</b>	Martin Baláš
<b>Název bakalářské práce:</b>	Návrh VTOL UAV s koncepcí tail-sitter
<b>Anglický název:</b>	Proposal for VTOL UAV with the concep of tail- sitter
<b>Akademický rok:</b>	2017/2018
<b>Obor studia:</b>	Teoretický základ strojního inženýrství
<b>Ústav/odbor:</b>	Ústav letadlové techniky
<b>Vedoucí bakalářské práce:</b>	Ing. Jan Klesa Ph.D.
<b>Bibliografické údaje:</b>	Počet stran: 42 Počet obrázků: 27 Počet příloh: 0

**Anotace:**

Tato práce se v úvodní fázi zabývá shrnutím současného stavu problematiky kolmo startujících UAV s koncepcí tail-sitter a popsáním základních aerodynamických vlastností rozdílných koncepcí. V další části práce je řešena optimalizace zvolené koncepce a výpočet aerodynamických vlastností letadla. Výsledkem je vytvoření celkového konstrukčního návrhu UAV.

**Klíčová slova:**

*UAV, VTOL UAV, tail-sitter, bikoptéra, optimalizace, aerodynamika*

**Anotation:**

This work is at the beginning engaged in summarize of the current state of the tail-sitter VTOL UAV and describing the basic aerodynamic characteristics of different concepts. The next part of the thesis deals with the optimization of the chosen concept and the calculation of the aerodynamic properties of the aircraft. The result is the creation of an overall design of the UAV.

**Keywords:**

*UAV, VTOL UAV, Tail-sitter, bikoptéra, optimization, aerodynamics*

## Obsah:

Prohlášení.....	3
Poděkování.....	4
Anotační list.....	5
<i>Anotace:</i> .....	6
Klíčová slova:.....	6
<i>Anotation:</i> .....	6
Keywords: .....	6
Seznam použitých veličin a symbolů .....	9
Seznam obrázků .....	11
Úvod.....	12
1. Rešerše současného stavu problematiky.....	13
1.1. T-wing.....	13
1.2. Čtyřmotorová koncepce .....	13
1.3. Bikoptéra .....	14
1.4. Model proudění vzduchu rotorem při režimu vodorovného letu .....	15
1.5. Řídící systém bikoptéry .....	17
2. Optimalizace pomocí programů Matlab a AVL .....	18
2.1. Návrhová omezení .....	18
2.2. Základní požadavky návrhu a podélná stabilita.....	19
2.3. Volba profilů .....	20
2.4. Parametrizace geometrie .....	22
2.5. Definování hmot a výpočet těžiště.....	22
2.6. Výpočet tahu, otáček a výkonů vrtulí .....	24

---

2.7.	Výsledky optimalizace.....	27
3.	Aerodynamický návrh.....	30
3.1.	Režim visení .....	30
3.2.	Režim dopředného letu .....	31
3.3.	Stabilita.....	34
3.4.	Stranová statická stabilita.....	36
4.	Návrh konstrukce.....	37
4.1.	Model .....	37
5.	Závěr .....	39
	Seznam použité literatury.....	41



## Seznam použitých veličin a symbolů

$A$	$[m^2]$	Obsah kruhu v rovině propulsoru
$A_3$	$[m^2]$	Obsah kruhu v rovině za propulsořem
$C_D$	$[-]$	Součinitel odporu
$C_{D_{AVL}}$	$[-]$	Součinitel odporu vypočtený pomocí software AVL
$C_L$	$[-]$	Součinitel vztlaku
$C_m$	$[-]$	Součinitel momentu
$C_T$	$[-]$	Součinitel tahu vrtule
$D$	$[N]$	Odporová síla
$D_{prop}$	$[m]$	Průměr vrtule
$g$	$[m/s^2]$	Tíhové zrychlení
$L$	$[N]$	Vztlaková síla
$m$	$[kg]$	Hmotnost
$M$	$[Nm]$	Vztlaková síla
$MAC$	$[m]$	Střední aerodynamická těživa
$n$	$[ot/s]$	Otáčky vrtule
$p_o$	$[Pa]$	Atmosférický tlak
$p_1$	$[Pa]$	Tlak před propulsořem
$p_2$	$[Pa]$	Tlak za propulsořem
$p_3$	$[Pa]$	Tlak za propulsořem
$P$	$[W]$	Výkon přivedený na hřídel vrtule
$S$	$[m^2]$	Obsah
$t_{let}$	$[min]$	Letový čas
$T$	$[N]$	Tah
$v$	$[m/s]$	Dopředná rychlost letounu
$v_1$	$[m/s]$	Rychlost vzduchu v rovině propulsoru
$v_2$	$[m/s]$	Rychlost vzduchu v rovině propulsoru
$v_3$	$[m/s]$	Rychlost vzduchu za propulsořem
$x_{cg}$	$[m]$	Souřadnice těžiště
$x_{np}$	$[m]$	Souřadnice neutrálního bodu měřena od špičky letounu

$\alpha$	[°]	Úhel náběhu
$\beta$	[°]	Úhel vybočení
$\delta_e$	[°]	Výchylka klapek
$\rho$	[kg/m <sup>3</sup> ]	Hustota

Aerodynamické derivace:

$C_{Xu}$  – součinitel odporu v závislosti na dopředné rychlosti

$C_{Lu}$  -součinitel vztlaku v závislosti na

$C_{mu}$ -součinitel momentu v závislosti na dopředné rychlosti

$C_{X\alpha}$ - součinitel odporu v závislosti na úhlu náběhu

$C_{L\alpha}$ -součinitel vztlaku v závislosti na úhlu náběhu

$C_{m\alpha}$ -součinitel klopivého momentu v závislosti na úhlu náběhu

$C_{Xq}$ -součinitel odporu v závislosti na úhlové rychlosti klopení

$C_{Lq}$ -součinitel vztlaku v závislosti na úhlové rychlosti klopení

$C_{mq}$ -součinitel klopivého momentu v závislosti na úhlové rychlosti klopení

$C_{Y\beta}$ -součinitel bočné síly v závislosti na úhlu vybočení

$C_{l\beta}$ -součinitel klonivého momentu v závislosti na úhlu vybočení

$C_{n\beta}$ -součinitel momentu zatáčení v závislosti na úhlu vybočení

$C_{Yp}$ - součinitel bočné síly v závislosti na úhlové rychlosti klopení

$C_{lp}$ -součinitel klonivého momentu v závislosti na úhlové rychlosti klopení

$C_{np}$ - součinitel momentu zatáčení v závislosti na úhlové rychlosti klopení

$C_{Yr}$ -součinitel bočné síly v závislosti na úhlové rychlosti zatáčení

$C_{lr}$ -součinitel klonivého momentu v závislosti na úhlové rychlosti zatáčení

$C_{nr}$ -součinitel momentu zatáčení v závislosti na úhlové rychlosti zatáčení

$C_{X\delta_e}$ -součinitel odporu v závislosti na výchylce klapek

$C_{Y\delta_e}$ - součinitel bočné síly v závislosti na výchylce klapek

$C_{L\delta_e}$ - součinitel momentu vztlaku v závislosti na výchylce klapek

$C_{l\delta_e}$ - součinitel klonivého momentu v závislosti na výchylce klapek

$C_{m\delta_e}$ - součinitel klopivého momentu v závislosti na výchylce klapek

$C_{n\delta_e}$ - součinitel moment zatáčení v závislosti na výchylce klapek

## Seznam obrázků

Obr. 1 - T-wing demonstrátor [1].....	13
Obr. 2 a) Křížová koncepce	b) hvězdicová koncepce
převzato z [2].....	14
Obr. 3 Bikoptéra od společnosti Wingtta. Převzato z [2].....	15
Obr. 4 Konstrukce bikoptéry z ETH Zurich, převzato z [3].....	15
Obr. 5 Model proudové trubice vzduchu pohybujícího se propulsoru, převzato z [4] .....	16
Obr. 6 Blokové schéma zapojení elektroniky, převzato z [5] .....	17
Obr. 7 Princip vzniku indukovaného odporu na křídle, převzato z [8].....	19
Obr. 8 a) síly a momenty pro vodorovný ustálený let	b) síly a momenty při vychýlení
z vodorovného letu převzato z [9].....	20
Obr. 9 a) polára profilu MH 60	b) vztlková čára profilu MH 60 .....
	21
Obr. 10 - Skica parametrizace .....	22
Obr. 11 Příspěvky jednotlivých dílčích hmot.....	23
Obr. 12 Statické charakteristiky vrtulí, data převzaty z [14].....	24
Obr. 13 Potřebné otáčky pro požadovaný tah.....	25
Obr. 14 Tah, výkon a účinnost v závislosti na rychlostním poměru vrtule .....	27
Obr. 15 Průběh minimalizace potřebného výkonu v závislosti na počtu iterací .....	28
Obr. 16 Graf výsledné geometrie .....	28
Obr. 17 Přibližná vztlková čára letadla a polára letadla vygenerovaná programem AVL	
.....	29
Obr. 18 Potřebný výkon při dopředném letu a při visení.....	29
Obr. 19 Použitá souřadná soustava .....	30
Obr. 20 Model samokřídla vytvořený v programu XFLR 5 .....	31
Obr. 21 Barevně vyznačen koeficient tlaku, žlutě indukovaný odpor, fialově třecí odpor	
.....	32
Obr. 22 Graf závislosti součinitele vztlaku a klopivého momentu na úhlu náběhu .....	32
Obr. 23 Polára letounu, porovnání pro nulové vychýlení klapek a pro vytrimovaný režim	
letu .....	33
Obr. 24 Zatáčivý moment v závislosti na úhlu vybočení.....	36
Obr. 25 Detail spojení modulárního křídla s středem letounu.....	38
Obr. 26 Detail umístění baterie a Pixhawk v trupu letounu .....	38
Obr. 27 Vybraný motor, XM3542EA-6 od firmy Dualsky.....	39

## Úvod

Anglickou zkratku VTOL UAV – Vertical Take-Off and Landing Unmanned Aerial Vehicle můžeme do českého jazyka volně přeložit jako bezpilotní létající prostředek s kolmým startem a přistáním. První pokusy o sestavení zařízení, které by bylo možné jsou staré již více než 70 let a byly soustředěny především do armádního sektoru. Největší rozmach však nastal až v posledních letech v souvislosti s rozvojem moderních technologií. Nezbytnými součástmi bezpilotních prostředků jsou totiž mikropočítače a sensory pro měření aerometrických veličin. Dnes se toto odvětví velmi dynamicky rozvíjí, o čemž svědčí mnoho nových koncepcí, které byly v posledních letech představeny.

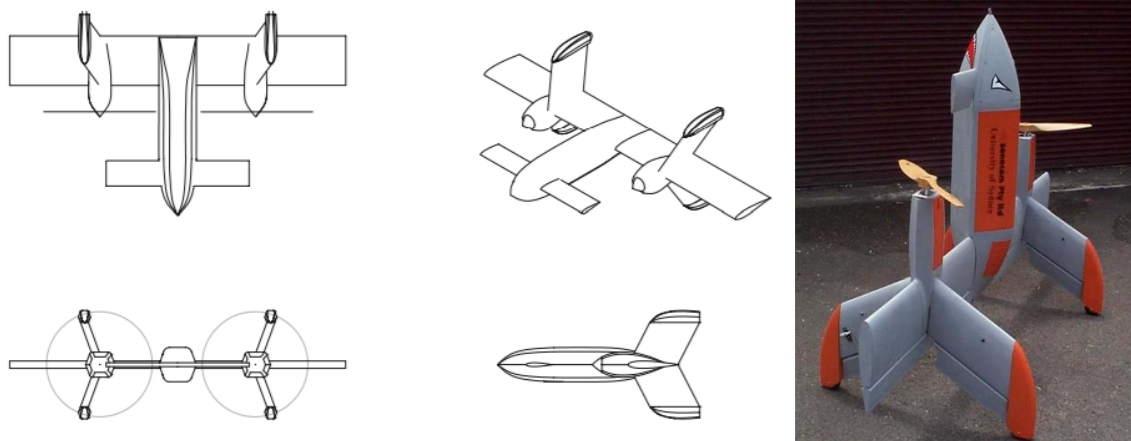
Předmětem této práce je shrnutí základních koncepcí kolmo startujících bezpilotních prostředků koncepcí tail-sitter. Popsání základních koncepcí, způsobu ovládání v obou režimech letu a nastínění základní problematiky. V druhé části se budu zabývat návrhem vlastní bikopty s modulárními křídly, tak aby případně bylo možné zvýšit výkon křídla a jeho aerodynamické vlastnosti. Výpočtem aerodynamických vlastností modelu. Poslední část se zabývá vytvořením konstrukčního návrhu křídla.

## 1. Rešerše současného stavu problematiky

Koncepce kolmo startujícího samokřídla (tail-sitter) může být realizována v několika provedeních, které jsou charakterizovány podle způsobu vytváření řídicích momentů. Základní koncepce přestavíme níže.

### 1.1. T-wing

Tento projekt Univerzity ze Sydney a australské společnosti Sonacom je výsledkem několikaletého vývoje. Demonstrátor existuje v benzínové i elektrické konfiguraci, které se liší výkony i vzletovou hmotností. Rozpětí křídla je zhruba 2 m, [1]. Řídicí momenty jsou



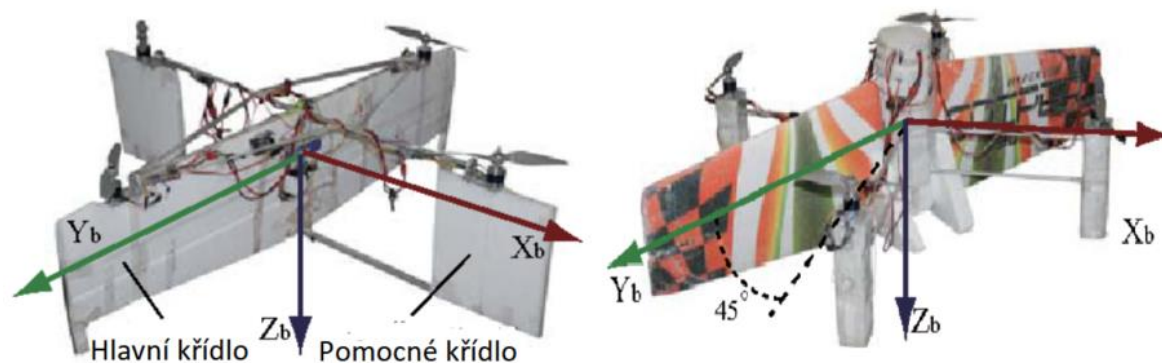
Obr. 1 - T-wing demonstrátor [1]

vytvářejí řídicími plochami umístěnými za motory, tak aby křídélka byla umístěna v urychleném proudu vzduchu.

### 1.2. Čtyřmotorová koncepce

Tato koncepce ještě nabízí dvě základní konfigurace. Křížová konfigurace (cross type) má hlavní křídlo umístěné za dvojicí motorů. Proud vzduchu urychlený od motorů proudí okolo hlavního křídla a vytváří proto moment okolo osy Z (obr2), který má opačnou orientaci než reakce od vrtulí, dokud proud vzduchu nenarazí na hlavní křídlo. U této koncepce je tento efekt kompenzován aerodynamickou silou vytvořenou proudem vzduchu na hlavním křídle. Proto letadlo v této konfiguraci má lepší otáčení v jednom směru. Pro odstranění

tohoto efektu lze umístit křídlo tak aby nebylo ovlivněno proudem vzduchu urychleným od vrtulí, vznikne tak hvězdicová koncepce (asterisk type). [2]



Obr. 2 a) Křížová koncepce

b) hvězdicová koncepce převzato z [2]

Zatímco stabilita v kurzovém směru křížové koncepce je velmi nízká, hvězdicová koncepce dosahuje v křížovém směru stability podobné jako klasické UAV bez křídla. Příčná stabilita je dokonce o něco vyšší než u klasického UAV.

### 1.3. Bikoptéra

Tato konfigurace je tvořena dvojicí motorů umístěných na hlavním křídle. Takto zvolená konfigurace je schopna dvou režimů provozu.

Pro režim visení potřebný statický tah zajišťuje dvojice motorů. Zatáčivý a klopivý moment je generován urychleným proudem vzduchu dopadajícím na křídlo. Klonivý moment je zajištěn rozdílným tahem obou motorů.

V režimu horizontálního ustáleného letu, kdy nos letadla směřuje ve směru pohybu je klopivý a klonivý moment je realizován pomocí křidélek, zatímco zatáčivý moment je ovlivněn především rozdílným tahem motorů.

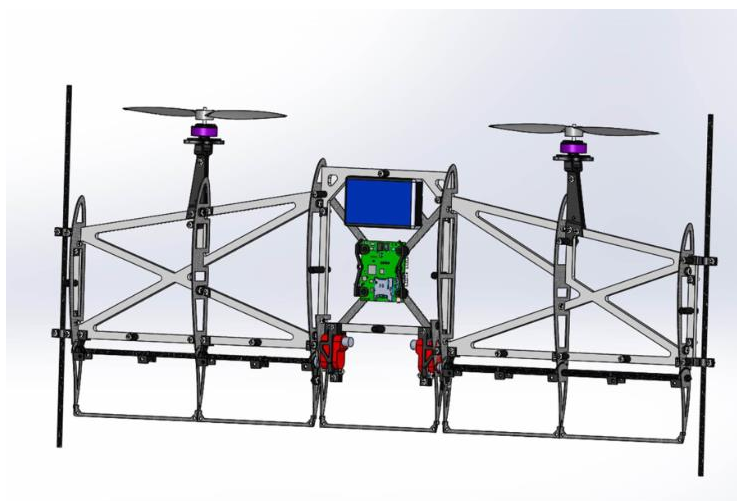
Existuje poměrně malé množství komerčních projektů s touto koncepcí. Jedním z nejpropracovanějších je dobře vypadající stroj od společnosti Wingtra. [3] Je určen především pro mapování.



Obr. 3 Bikoptéra od společnosti Wingtta. Převzato z [3]

Dalším projektem v této oblasti byl Project Wing, na kterém pracovala společnost Google. Letadlo mělo doručovat zásilky a mělo být schopno pracovat v plně autonomním režimu. Projekt byl však zastaven.

Vývoji této koncepce se intenzivně věnují na ETH Curych, kde představili konstrukci, která je tvořena systémem vnitřních laminátových výtuh. Rozpětí křídla je 48 cm a jeho váha je 150 gramů. [4]. Díky použitým algoritmům se je schopen tento letoun zotavit z jakékoliv polohy.



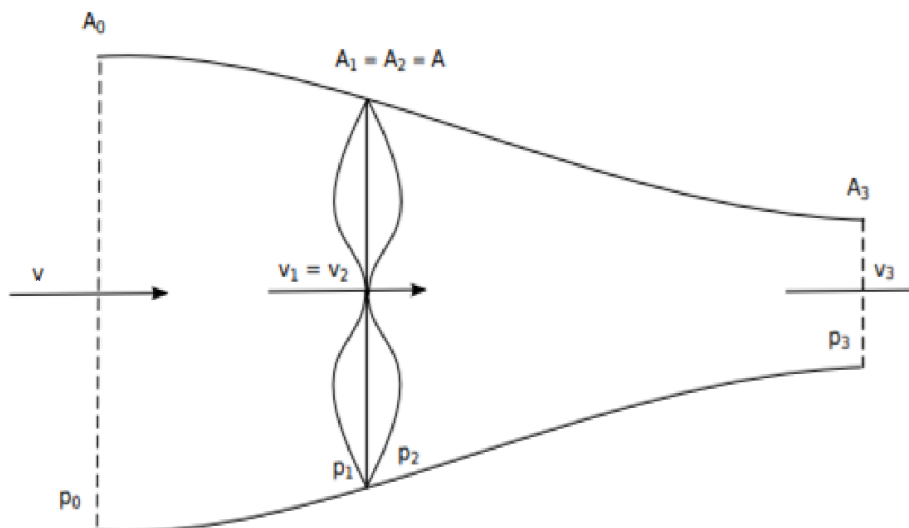
Obr. 4 Konstrukce bikoptéry z ETH Zurich, převzato z [4]

#### 1.4. Model proudění vzduchu rotorem při režimu vodorovného letu

Aerodynamické síly, které působí na křídlo jsou funkcí rychlosti proudu vzduchu, kterým je křídlo obtékáno. Vrtule, které jsou umístěné na křídle, ale proud vzduchu výrazně urychlují a tím i ovlivňují vznik aerodynamických sil.

Řídicí systém měří rychlost dopředného letu a výkon obou motorů, hledáme tedy závislost rychlost proudu vzduchu za rotorem ( $v_3$ ) na rychlosti dopředného letu  $v$  a výkonu  $P$ .

Zjednodušený model proudění vzduchu vrtulí, pohybující se dopřednou rychlostí  $v$  s dodávaným výkonem na hřídeli  $P$  vidíme na obrázku. Vychází z teorie ideální vrtule. Modeluje tedy vrtuli jako disk o konečném průměru s nekonečně malou tloušťkou. [5]



Obr. 5 Model proudové trubice vzduchu pohybujícího se propulsoru, převzato z [5]

Použijeme-li Bernoulliho rovnici z bodu 0 do bodu 1, obdobně z bodu 2 do bodu 3 dostaneme.

$$p_0 + \frac{1}{2}\rho v^2 = p_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 \quad (1.1)$$

$$p_3 + \frac{1}{2}\rho v_3^2 = p_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2 \quad (1.2)$$

Dosadíme-li z rovnice (1.1) do (1.2) za předpokladu, že  $p = p_3$  a  $v_1 = v_2$

$$\frac{1}{2}\rho(v^2 - v_3^2) = p_1 - p_2 \quad (1.3)$$

Předpokládáme-li nestlačitelnost vzduchu, můžeme psát rovnici kontinuity ve tvaru

$$A \cdot v_1 = A_3 \cdot v_3 \quad (1.4)$$

Tah vrtule můžeme vyjádřit jako

$$T = A \cdot (p_2 - p_1) \quad (1.5)$$

Aplikací Newtonovy momentové teorie na kontrolní objem (vznačený na Obr. 5 Model proudové trubice vzduchu pohybujícího se propulsoru, převzato z ) dostaneme tah vrtule při vodorovném letu

$$T = \rho \cdot A_3 \cdot (v_3 - v) \quad (1.6)$$



Vyjádřením z rovnic (1.3), (1.4), (1.5) a **Chyba! Nenalezen zdroj odkazů.** dostaneme

$$v_1 = \frac{v + v_3}{2} \tag{1.7}$$

Celkový přírůstek rychlosti vzduchu  $\Delta v = v_3 - v$ , můžeme vyjádřit rychlost vzduchu za propulsorem při vodorovném letu

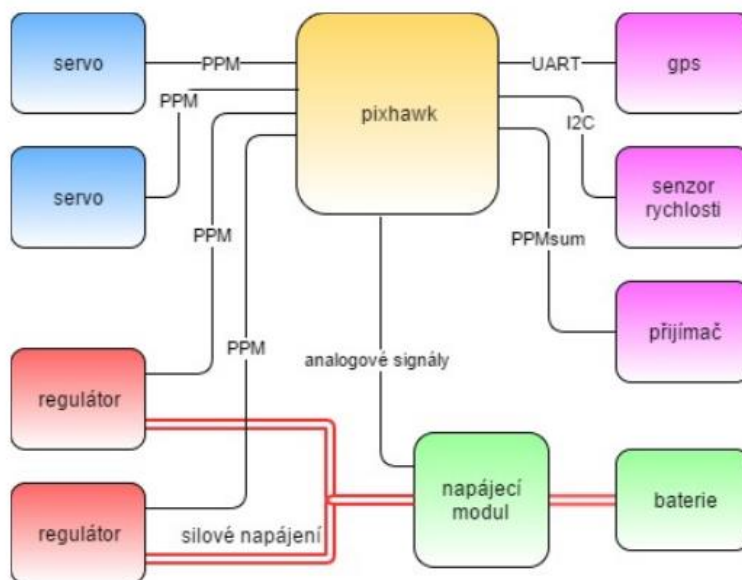
$$v_3 = v + \Delta v = 2v \left( \frac{1}{\mu} - 1 \right) \tag{1.8}$$

Kde  $\mu$  je účinnost vrtule, jejímu výpočtu se věnuje kapitola 2.6

### 1.5. Řídící systém blikoptéry

Velmi důležitou součástí letadla je řídicí systém, který musí být chopen řídit letadlo v každém okamžiku letu. Řídící jednotka byla navržena v rámci práce [6]. V rámci této práce byla navržena elektronika potřebné pro řízení letadla.

Vybraná řídicí jednotka dle této práce je Pixhawk, který původně pochází z projektu na ETH Zurich. Tento open-source hardware autopilota může ovládat až 14 serv/motorů. Obsahuje další senzory (napájecí modul – měří odepíraný proud a napětí z baterií, senzor rychlosti – diferenční tlakový snímač a pitotova trubice, GPS). K Pixhawku jsou dále připojena serva křídélek a regulátory. Více [6].



Obr. 6 Blokové schéma zapojení elektroniky, převzato z [6]

## 2. Optimalizace pomocí programů Matlab a AVL

Cílem optimalizace je obecně zlepšení vlastností navrhovaného letadla a hledání konkurenčních výhod optimalizovaného návrhu. Základní problém je definování omezujících konstrukčních a dalších podmínek a sestavení účelové funkce a parametrů, které chceme optimalizovat. Zvolená parametrizace a použité aerodynamické metody spolu velmi úzce souvisí. Při nevhodné volbě parametrů, matematického popisu se může vyhledávací prostor omezit. Tvary potencionálně lepších vlastností potom nemusíme vůbec postihnout. [7] Pro naši úlohu využíváme parametrizace v Matlabu a výpočet aerodynamických vlastností pomocí programu AVL. Je použit jednoduchý příkaz `fminsearch`<sup>1</sup> v matlabu a snažíme se minimalizovat výkon potřebný pro vodorovný let a pro visení, tuto optimalizaci provádíme pro všechny kombinace baterií, vrtulí a profilů.

### 2.1. Návrhová omezení

Základní požadavky a parametry návrhu jsou dány požadovanými vlastnostmi. Návrhovou cestovní rychlost vodorovného ustáleného letu ( $v$ ) uvažujeme 20 m/s. Křídlo požadujeme modulární, tak aby střed s motory byl schopen samostatného letu a pro zlepšení letových vlastností je možné osadit letadlo modulárními přídatnými křídly, které zlepšují aerodynamické vlastnosti letadla.

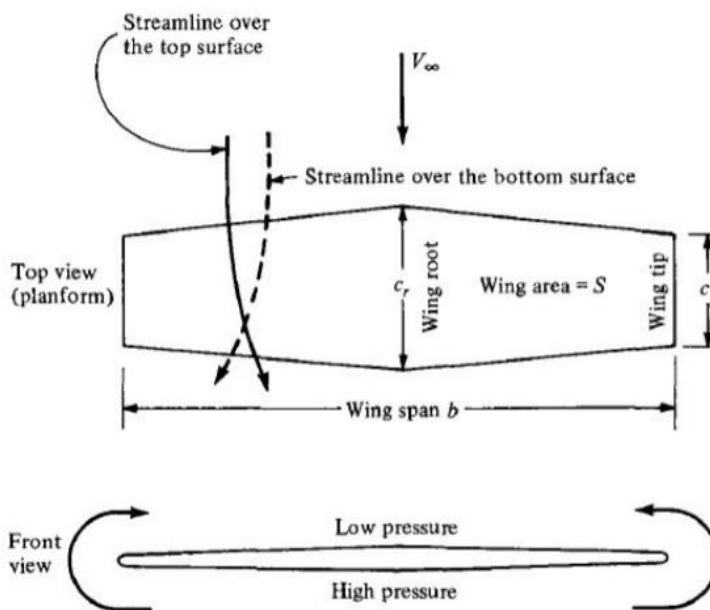
Program AVL, který použijeme k parametrizaci, vytvořil Mark Drela z MIT a je volně ke stažení.<sup>2</sup> A je určen pro aerodynamickou analýzu letadel jakýchkoli konfigurací. [8]. Program AVL je založen na metodě vírové mřížky VLM. V této metodě je křídlo modelováno s podélnými víry rozloženými podél rozpětí a tětivy. Tato numerická metoda ovšem počítá pouze tvarový indukovaný odpor a zanedbává vliv viskozity. Odpor vypočítaný v tomto programu tedy je výrazně podhodnocen, proto zavádíme korekci k odporu vypočítaném v AVL. [9]

$$C_{D\ tot} = C_{D\ AVL} + 0.02 \quad (2.1)$$

Koeficient indukovaného odporu ( $C_{D,i}$ ) vyjadřuje vliv přetékání z spodní části křídla na horní vlivem rozdílu tlaků. Princip tohoto přetékání je patrný z obrázku. Tato část odporu bude výrazně nadhodnocena, protože křídlo modelujeme bez vingletů, které zabraňují jeho vzniku

<sup>1</sup> `fminsearch` využívá simplexovou metodu minimalizace, více zde [21]

<sup>2</sup> <http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>



Obr. 7 Princip vzniku indukovaného odporu na křídle, převzato z [10]

## 2.2. Základní požadavky návrhu a podélná stabilita

Pro vodorovný ustálený let musí platit silová i momentová rovnováha, tedy:

1) Tíha letadla musí být kompenzována vzlakovou silou

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L(\alpha) = m \cdot g \quad (2.2)$$

kde  $\alpha$  - úhel náběhu

2) Odporová síla se rovná tahu motorů

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D(\alpha) = T \quad (2.3)$$

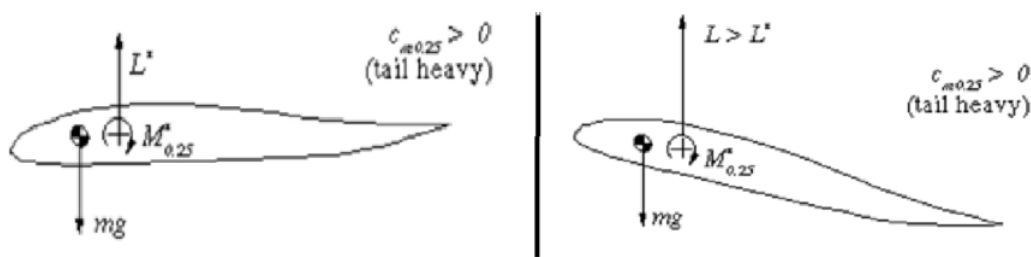
3) Moment působící na letadlo je roven nule

$$M = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_m = 0 \quad (2.4)$$

Aerodynamické síly, které působí na povrch křídla můžeme nahradit jedinou silou a jediným momentem. Oba působí vzhledem k aerodynamickému středu, moment nezávisí na úhlu náběhu. Všechny posuvné i rotační pohyby působí vzhledem k těžišti. Při změně úhlu náběhu křídla začne se křídlo začne klopit kolem těžiště profilu.

Při vodorovném ustáleném letu, kdy jsou všechny síly i momenty v rovnováze, na těleso působí tíhová síla ( $m \cdot g$ ), aerodynamická vztahová síla ( $L$ ), které musí splňovat (2.2) a (2.4). Abychom dosáhli stabilního systému používají se speciální profily pro samokřídla s kladným součinitelem momentu. Těžiště se proto musí nacházet před aerodynamickým středem. Čím větší je součinitel momentu profilu, tím větší musí být vzdálenost mezi těžištěm a aerodynamickým středem. Veličiny označené hvězdičkou ( $L^*, M^*$ ) odpovídají vodorovnému ustálenému letu.

Při zvětšení úhlu náběhu ( $L > L^*$ ) se křídlo začne samo klonit dolů, dokud samo nedosáhne rovnovážného stavu.



Obr. 8 a) síly a momenty pro vodorovný ustálený let b) síly a momenty při vychýlení z vodorovného letu převzato z [11]

Momentovou rovnováhu můžeme vyjádřit:

$$C_L^* \cdot (x_{np} - x_{cg}) - C_m \cdot l = 0 \quad (2.2)$$

Z toho je patrné, že čím dále se nachází těžiště od aerodynamického středu, tím rychleji se křídlo bude vracet zpět do rovnovážného stavu. Při příliš velké stabilitě křídla budeme potřebovat větší výchylku řídicích ploch abychom mohli letadlo řídit.

Doporučená hodnota zásoby stability pro samokřídla je 0.02 – 0.05. [11] Přičemž statická zásoba je definována jako rozdíl vzdálenosti aerodynamického středu a těžiště vydělený třetivou

$$s = \frac{(x_{np} - x_{cg})}{MAC} \quad [-] \quad (2.3)$$

Dalším přístupem, kterým lze stabilizovat křídlo v podélné ose je navrhnout zkroucení. Takto lze také dosáhnout nižšího odporu než u nezkroutěného křídla. Na křídle je potom vztlak rozložen do zvonového rozložení. Takto lze minimalizovat odpor a dosáhnout na koncích křídla dokonce indukovaného tahu. [12]

### 2.3. Volba profilů

Pro šípovitá samokřídla je v zásadě možné použít jakýkoliv profil, protože podélné stability může být dosaženo vždy vhodnou kombinací šípovitosti a zkrutu. Volba profilu samozřejmě

výrazně ovlivňuje výkon křídla, a proto by měla být profily voleny s velkou pečlivostí. Tři důležité zásady pro volbu profilu jsou:

- 1) dosáhnout velmi nízkého součinitele odporu
- 2) dosáhnout velmi malý součinitel momentu
- 3) zachovat dobrý součinitel vztlaku, tak aby byl zachován malý momentový součinitel

Pro optimalizaci byly proto vybrány tyto čtyři profily, všechny byly publikovány [13] a jsou určeny pro samokřídla.

MH60 - tloušťka -  $t/c = 10,12\%$

$$C_m = +0.0140$$

MH61 - tloušťka -  $t/c = 10,28\%$

$$C_m = +0.0175$$

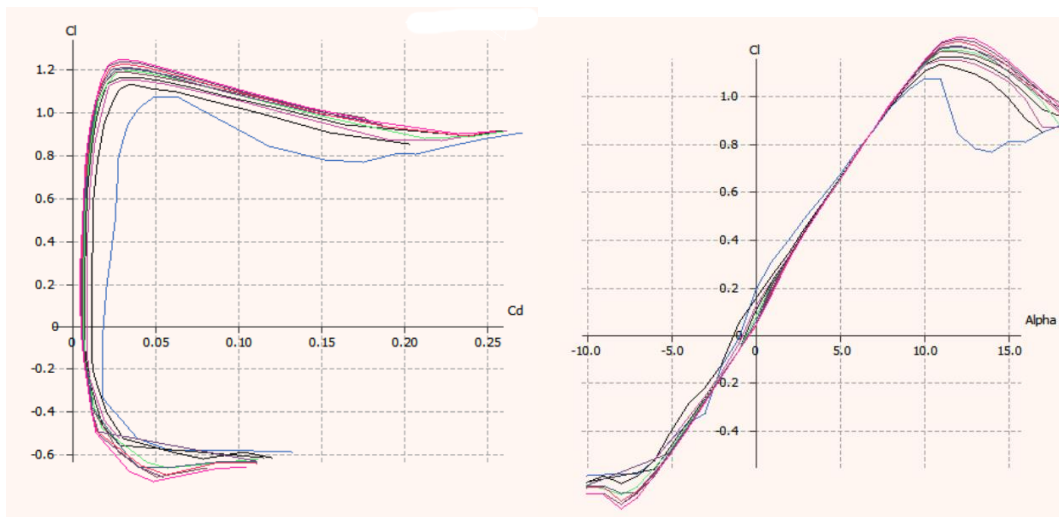
MH 62 - tloušťka -  $t/c = 9,30\%$

$$C_m = -0.004$$

MH 44 - tloušťka -  $t/c = 9,66\%$

$$C_m = +0.0140$$

Pro profil MH 61 (analýza z XFLR)



Obr. 9 a) polára profilu MH 60

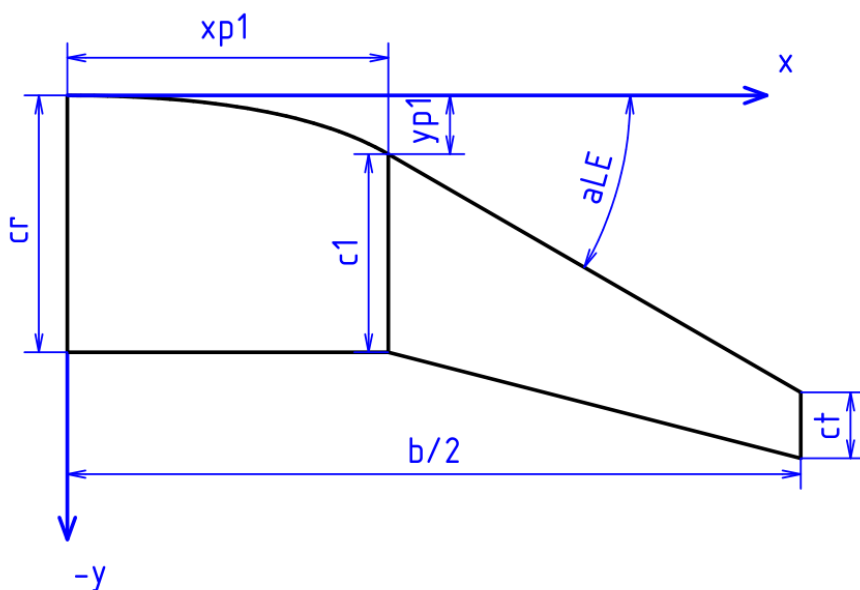
b) vztlaková čára profilu MH 60

## 2.4. Parametrizace geometrie

Zvolená parametrizace geometrie samokřídla

Zvolené parametry a hodnoty odpovídající skice

$b$ – rozpětí křídla –	2 [m]
$c_r$ – šířka kořene křídla –	0.35 [m]
$c_1$ – šířka křídla –	0.22 [m]
$c_t$ – šířka konce –	0.09 [m]
$a_{LE}$ – šípovitost vztahovaná k náběžné hraně	30 [°]
$x_{p1}$ – souřadnice $x$ řídicího bodu oblouku	0.35 [m]
$y_{p1}$ – souřadnice $y$ řídicího bodu oblouku	0.07 [m]



Obr. 10 - Skica parametrizace

Pomocí takto zvolené parametrizace dopočítáme tětivu v závislosti na souřadnici  $x$  ( $c(x)=f(x)$ ). Plochu křídla a souřadnice náběžné hrany.

## 2.5. Definování hmot a výpočet těžiště

Zjednodušený model hmot letadla je definován pomocí dílčích komponent. Všechny hmoty kromě draku jsou nezávislé na geometrii v zvolené parametrizaci. Baterie jsou řešeny zvlášť. Veličiny označené hvězdičkou v optimalizaci variujeme.

PIX Hawk -  $m_1 = 52 \text{ g}$

vrtule (2ks) -  $m_4 = 2 \cdot 14 \text{ g}$

Serva (4ks) -  $m_2 = 2 \cdot 20 + 4 \cdot 15 \text{ g}$

Užitečná zátěž, kabely a další ;  
materiál-  $m_5 = 435 \text{ g}$

regulátory (2ks)  $m_3 = 2 \cdot 30 \text{ g}$

motor (2ks) -  $m_6 = 2 \cdot 150 \text{ g}$

drak + nosník - je funkcí geometrických parametrů křídla, hmotnost je počítána jako součin hustoty polypropylenu EPP - 22 kg/m<sup>3</sup>

$m_7^* = 426 + 250 \text{ g}$

baterie - je vybíráno mezi řadou běžně dostupných komerčních produktů, volených tak, aby konstrukčně šli umístit do vnitřního prostoru letadla. Všechny dostupné [14]

1) Multistar LiHV High Capacity 4000mAh 3S 10C Multi-Rotor Lipo Pack

$$m = 265 \text{ g} \quad cap = 4000 \text{ mAh} \quad u_{bat} = 11.4 \text{ V}$$

2) Multistar LiHV High Capacity 4000mAh 4S 10C Multi-Rotor Lipo Pack

$$m = 345 \text{ g} \quad cap = 4000 \text{ mAh} \quad u_{bat} = 14.8 \text{ V}$$

3) Multistar LiHV High Capacity 5200mAh 3S 10C Multi-Rotor Lipo Pack

$$m = 318 \text{ g} \quad cap = 5200 \text{ mAh} \quad u_{bat} = 11.4 \text{ V}$$

4) Turnigy Bolt 3450mAh 4S 15.2V 65~130C High Voltage Lipoly Pack (LiHV) w/XT60

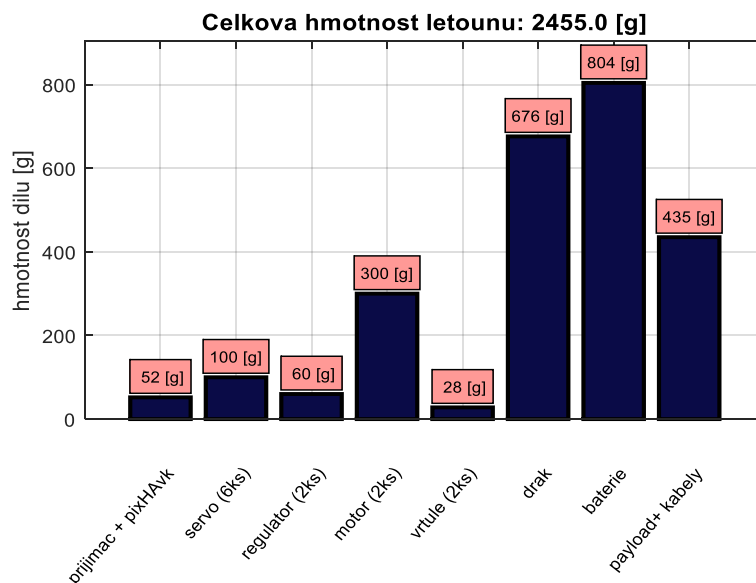
$$m = 380 \text{ g} \quad cap = 3450 \text{ mAh} \quad u_{bat} = 15.2 \text{ V}$$

5) Multistar High Capacity 10000mAh 4S 10C Multi-Rotor Lipo Pack XT90

$$m = 804 \text{ g} \quad cap = 10\,000 \text{ mAh} \quad u_{bat} = 14.8 \text{ V}$$

$m_5^* = 804 \text{ g}$

$m_{celk} = 52 + 2 \cdot 20 + 4 \cdot 15 + 2 \cdot 30 + 2 \cdot 14 + 435 + 2 \cdot 150 + 676 + 804 = 2455 \text{ g}$



Obr. 11 Příspěvky jednotlivých dílů hmot

Výpočet těžiště (vzdálenost od špičky letadla)

$$y_T = \frac{\sum_1^8 m_i \cdot y_i}{m_{celk}} = \tag{2.4}$$

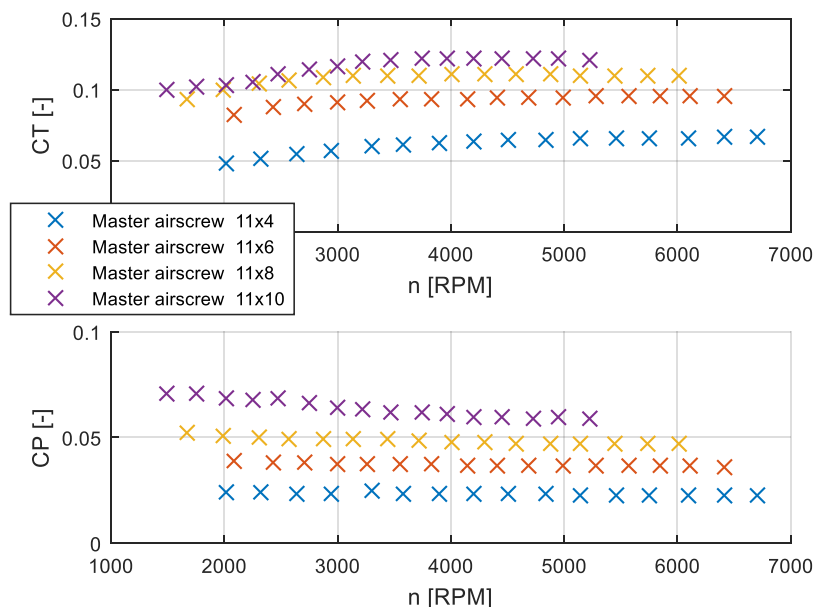
## 2.6. Výpočet tahu, otáček a výkonů vrtulí

Pro výpočet výkonů byla použita data UIUC – Univerzity Illinois v Urbana Champaign. Jedná se o charakteristiky malých vrtulí (celkem více než 210), určených především pro UAV, které byly naměřeny tunelovým měřením. Měření zahrnují údaje o tahu, točivém momentu v určeném intervalu otáček (RPM). [15]

Označení vrtulí je v palcích, například 10x4,7 – průměr – 10palců, stoupání vrtule 4,7 palce na otáčku.

### Visení

Pro výpočet v režimu svislého letu, visení, použijeme statická data, kde jsou naměřeny koeficienty tahu a výkonu v závislosti na otáčkách.



Obr. 12 Statické charakteristiky vrtulí, data převzaty z [16]

Známe potřebný tah ,dle (2.2), spočítáme potřebné otáčky, pro jeden motor  
Otáčky  $n$  jsou uvedeny v otáčkách za vteřinu (RPS)

$$\text{Tah vrtule při } n \text{ otáčkách} \quad T = C_T \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D_{prop}^4 [N] \tag{2.5}$$



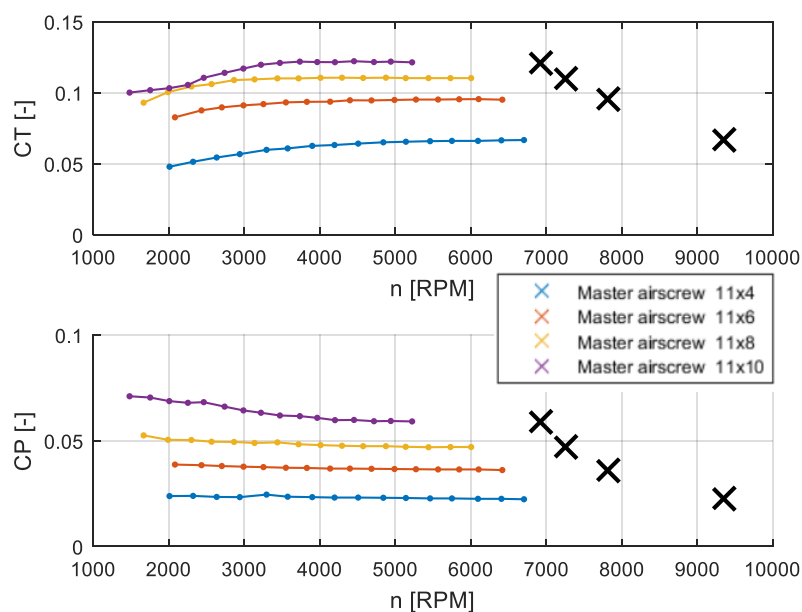
$$\text{Potřebný tah} \quad T_{vis} = \frac{1 \cdot m_{celk} \cdot g}{2 \cdot 1000} = \frac{2455 \cdot g}{2 \cdot 1000} = 12,04 \text{ N} \quad (2.6)$$

Pro rovnost obou tahů ( $T_{vis} = T$ ) jsou získány potřebné otáčky a součinitele tahu a výkonu. Potřebný výkon na hřídeli poté je spočítán dle vztahu (2.7).

Pro vrtuli Master airsrew 11x10  $n_{opt} = 115,3 \text{ RPS}$

$$\text{potřebný výkon na hřídeli} \quad P_{VIS} = C_p \cdot \rho \cdot n_{opt}^3 \cdot D^5 [W] = 188,94 \text{ W} \quad (2.7)$$

Koeficienty  $C_p$  a  $C_t$  jsou od 5000 RPM téměř konstantní. Proto při výpočtu potřebných otáček pro požadovaný tah, kdy se pohybujeme v oblasti otáček, kde už nejsou data naměřena jsou považovány koeficienty za konstantní. Graf potřebných otáček pro požadovaný tah pro porovnávané vrtule.



Obr. 13 Potřebné otáčky pro požadovaný tah

Tímto způsobem můžeme spočítat potřebný výkon pro všechny porovnávané vrtule. (Původně jsem porovnával více vrtulí, ale ukázalo se, že vrtule s menším průměrem mají nepoměrně horší vlastnosti pro tuto aplikaci a byly by nevhodné. K větším vrtulím nejsou k dispozici data z UIUC, výrazně větší vrtule např. 15 palců dosahovaly také nesrovnatelně nižší účinnosti)

Master airscrew 11x4	P=175,2 W
Master airscrew 11x6	P=166,5 W
Master airscrew 11x8	P=173,5 W

Master airscrew 11x10      P=188,9 W

Tento výpočet je realizován skriptem *Tah\_vs\_otacky\_vis*, který je v příloze.

### **Vodorovný let**

Pro výpočet vodorovného letu vycházíme z rovnice (2.3), koeficient odporu je určen pomocí softwaru AVL.  $C_D = 0.0247$

Plochu křídla spočítáme v software Matlab numerickou integrací, výpočet ve skriptu *geometrie*.  $S = 0.4641 \text{ m}^2$

(z rovnice (2.3) pro jeden motor můžeme psát

$$T = \frac{1}{4} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_{D \text{ tot}} \cdot S$$
$$= \frac{1}{4} \cdot 1.225 \cdot 20^2 \cdot 0.4641 \cdot 0.0217 = 0.908 \text{ N}$$

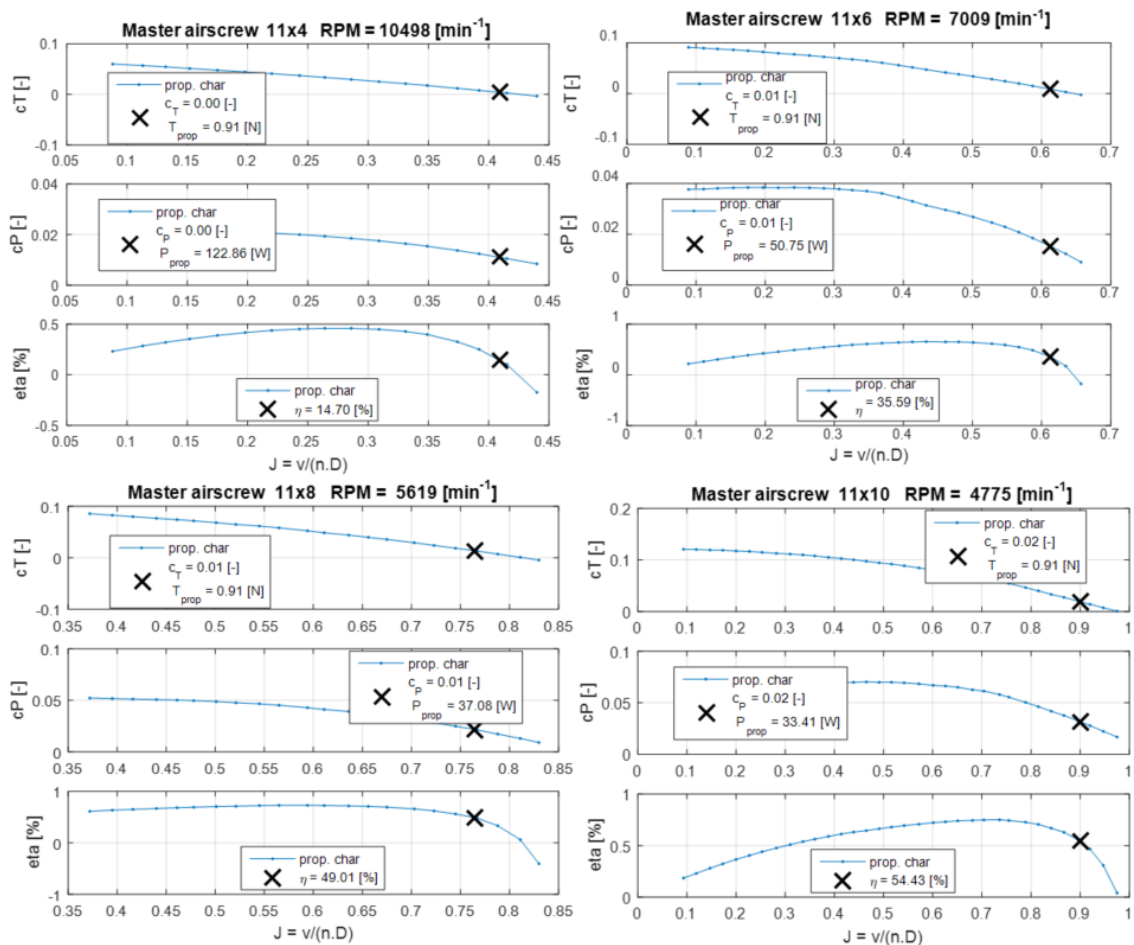
Potřebné otáčky jsou počítány stejně jako v případě visení. Z takto vypočítaných otáček nyní spočítáme rychlostní poměr vrtule

$$J = \frac{v}{n \cdot D}$$

Kde  $v$  – rychlost dopředného letu

součinitele tahu, výkonu a účinnosti získáme interpolací z naměřených hodnot.

Takto můžeme porovnat opět výkony všech porovnávaných vrtulí.



Obr. 14 Tah, výkon a účinnost v závislosti na rychlostním poměru vrtule

Z grafů je patrné, že nejvyšší účinnost dosahuje vrtule s nevyšším stoupáním Mater airscrew 11x10.

## 2.7. Výsledky optimalizace

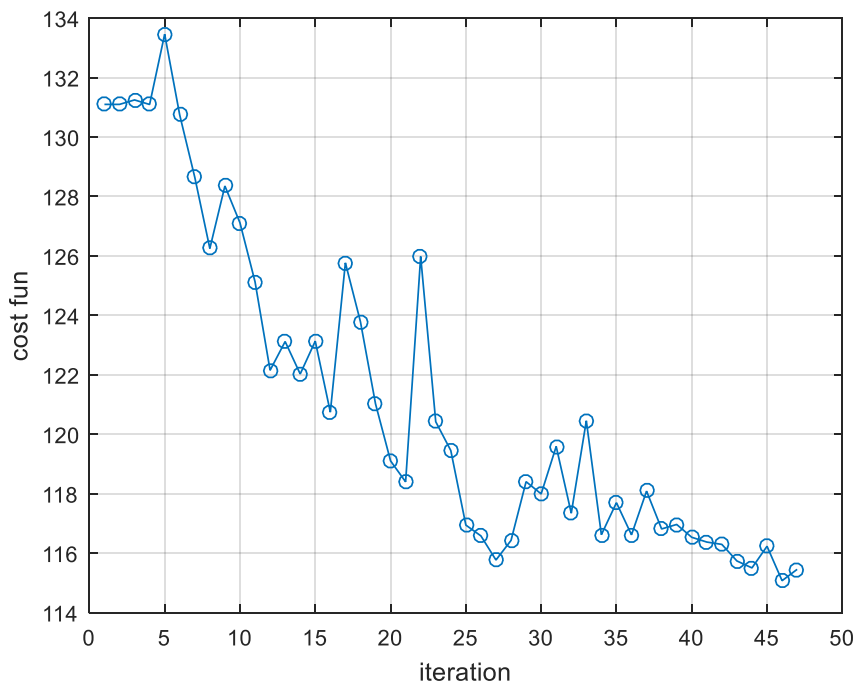
Vlastní optimalizace je realizována pomocí výpočtů naznačených v kapitolách 2.2, 2.3, 2.4, 2.5. Cílovou veličinou, kterou optimalizujeme je letový čas (minimalizací potřebného výkonu). Uvažujeme, provoz ve vodorovném režimu po dobu, než spotřebujeme polovinu kapacity baterie, druhou polovinu provozujeme letadlo v režimu visení.

$$t_{let} = \frac{u_{bat} \cdot k \cdot 60}{(P + P_{vis}) \cdot 1000} = 70 \text{ [min]} \quad (2.8)$$

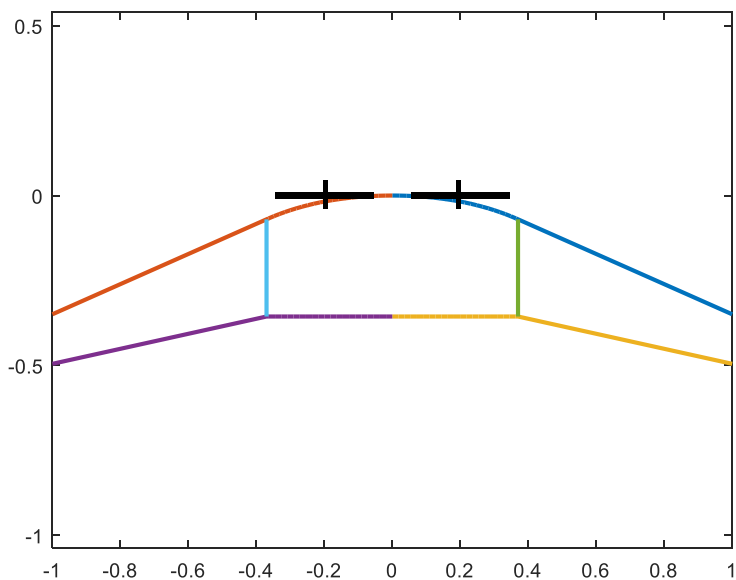
$u_{bat}$  = napětí baterie [V]

$k$  = kapacita baterie [mAh]

Průběh minimalizace této funkce byl proveden nejdříve na hrubo, tak abychom zpřesnili počáteční podmínky minimalizace při jejím opakování. Poté jsme vypočítali optimální geometrii pro všechny kombinace profilů, vrtulí a baterií.



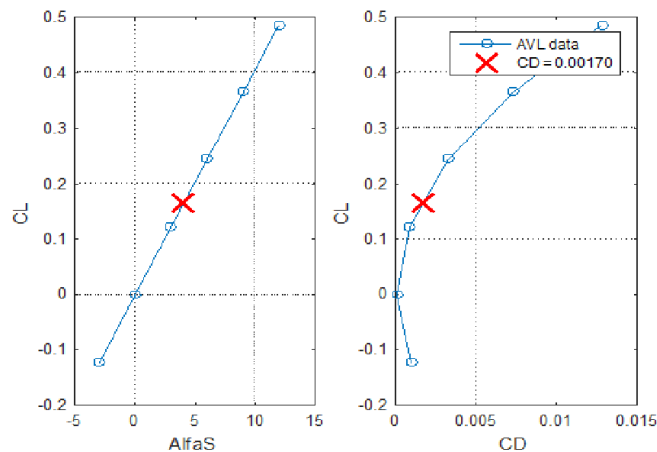
Obr. 15 Průběh minimalizace potřebného výkonu v závislosti na počtu iterací



Obr. 16 Graf výsledné geometrie

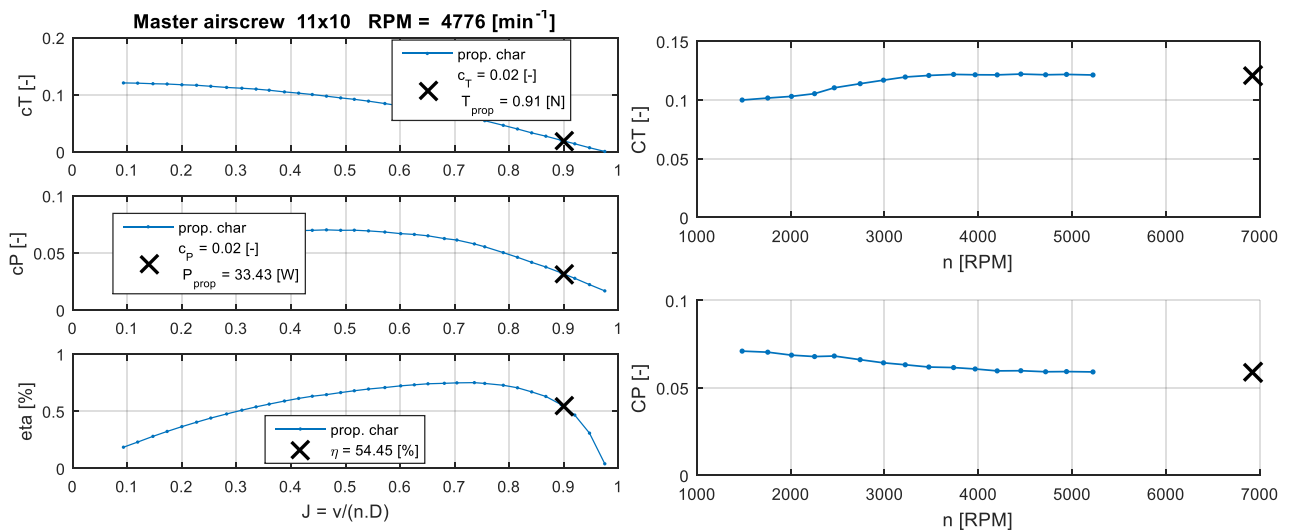
Na vztakové čáře se pohybujeme ještě v oblasti, kde je téměř lineární závislost mezi koeficientem vztalku a úhlu náběhu. (Odečtením z přesnější vztakové čáry profilu, to platí nezávisle na reynoldsově čísle do úhlu náběhu cca  $10^\circ$ ).

Výsledný profil: MH61



Obr. 17 Přibližná vztaková čára letadla a polára letadla vygenerovaná programem AVL

Vrtule, která vyšla nejlépe je vrtule s nejvyšším stoupáním *Master aircrew 11x10*

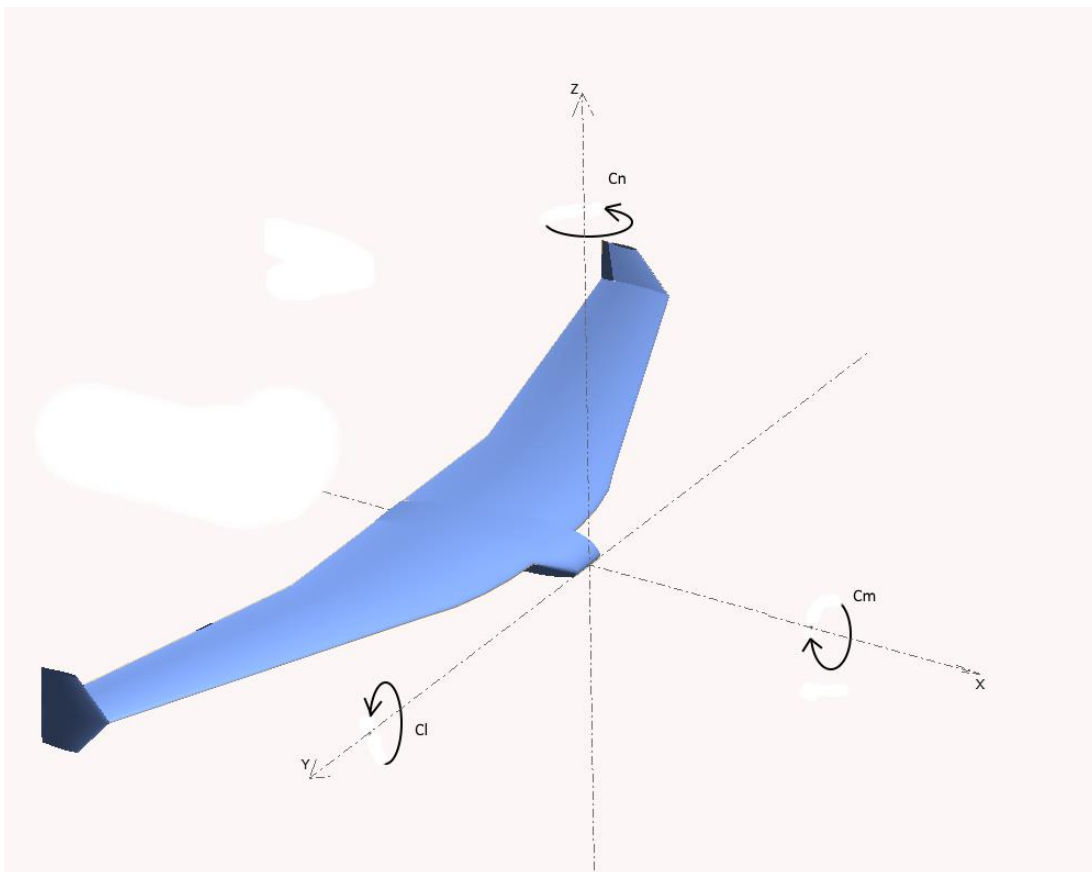


Obr. 18 Potřebný výkon při dopředném letu a při visení

Dalším vylepšením konstrukčního řešení by bylo použít stavitelné listy vrtule, jak je patrné z kapitoly 2.6, pro visení by byla lepší vrtule z menším stoupáním. Ušetřili bychom zhruba 12W při použití vrtule se stoupáním 6. Toto řešení není pro takto malé vrtule příliš obvyklé, ale existuje např. [17].

### 3. Aerodynamický návrh

Koeficienty sil a momentů pro jednotlivé režimy letu uvádíme v letadlové soustavě, dle normy GOST. Tato norma se již dnes příliš nepoužívá ale odpovídá soustavě, ve které program XFLR poskytuje výstupy, takže výstupy nemusí být dále upravovány.



Obr. 19 Použitá souřadná soustava

#### 3.1. Režim visení

Výpočtům jednotlivých sil a momentů v režimu visení se věnuje práce. [18]

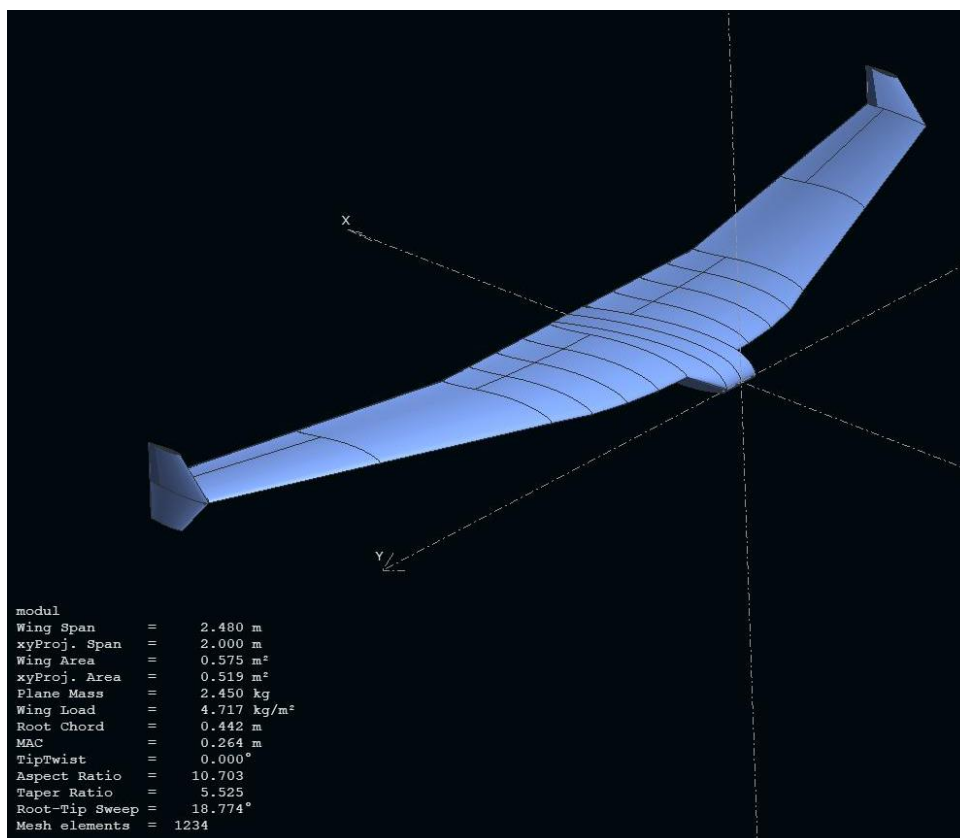
V tomto režimu letu se klonivý moment vytváří pomocí změny tahu motorů. Tah obou motorů dohromady kompenzuje tíhovou sílu letadla. Každá motor vytváří vzhledem k těžišti letadla moment. Klonivý moment je rozdíl těchto dvou momentů.

Zatáčivý moment je realizován klapkami umístěnými na odtokové hraně křídla. Proud vzduchu je urychlený rotory.

Klopivý moment je realizován symetrickým vychýlením klapek.

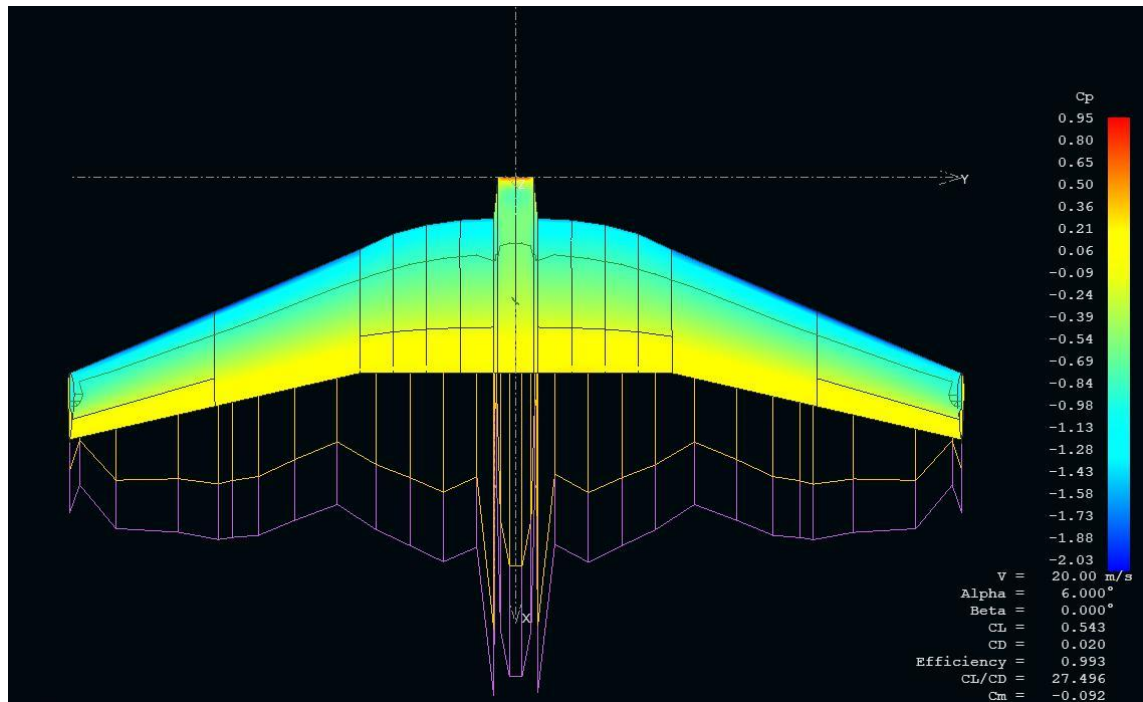
### 3.2. Režim dopředného letu

Dopředný let je uvažován cestovní rychlostí 20 m/s. Vlivu proudu vzduchu urychleného vrtulemi je zanedbán. Výpočet provádím v programu XFLR5 6.39. Tento program umožňuje provést aerodynamické analýzy i stability letadla. V tomto programu byl vytvořen model letadla včetně trupu, který byl do návrhu přidán dodatečně z konstrukčních důvodů. Do trupu lze umístit baterii i potřebnou elektroniku.



Obr. 20 Model samokřídla vytvořený v programu XFLR 5

Analýza výkonů je prováděna metodou VLM zahrnující i vazkou část odporu , která je implementována v programu.



Obr. 21 Barevně vyznačen koeficient tlaku, žlutě indukovaný odpor, fialově třecí odpor

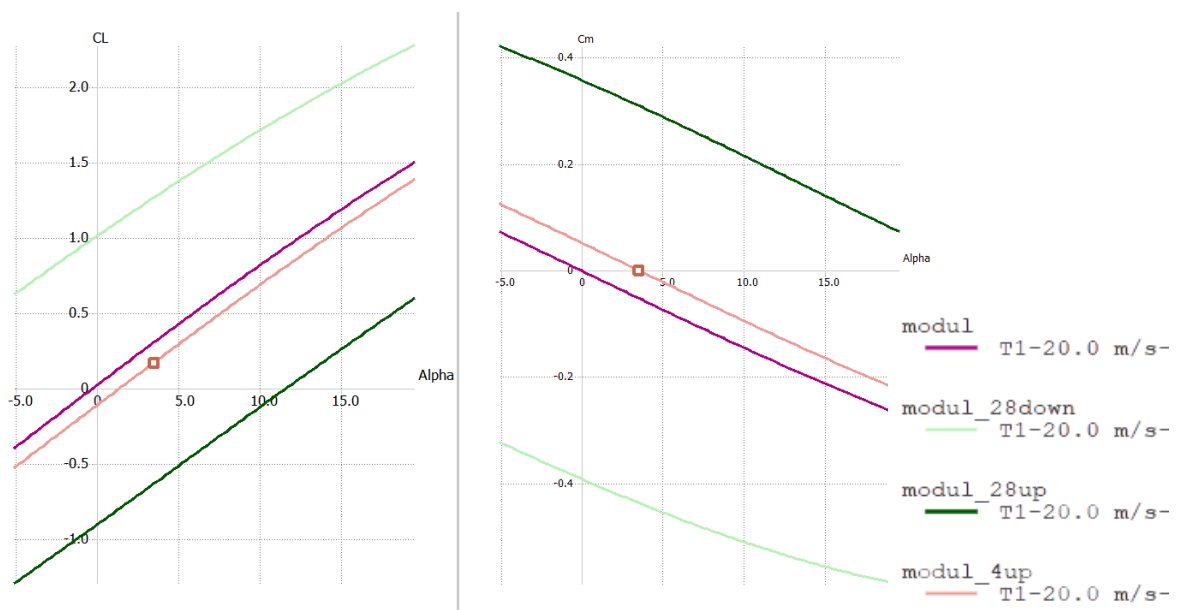
Pro vodorovný ustálený let platí rovnice popisující moment kolem osy Y

$$0 = c_m = c_{m0} + c_{m\alpha} \cdot \alpha + c_{m\bar{q}} \cdot \bar{q} + c_{m\delta_e} \cdot \delta_e$$

Výchylku klapky z této rovnice vyjádříme jako

(3.1)

$$\delta_{eTRIM} = - \frac{(c_{m0} + c_{m\alpha} \cdot \alpha_{TRIM} + c_{m\bar{q}} \cdot \bar{q})}{c_{m\delta_e}} \quad (3.2)$$



Obr. 22 Graf závislosti součinitele vzlaku a klopivého momentu na úhlu náběhu

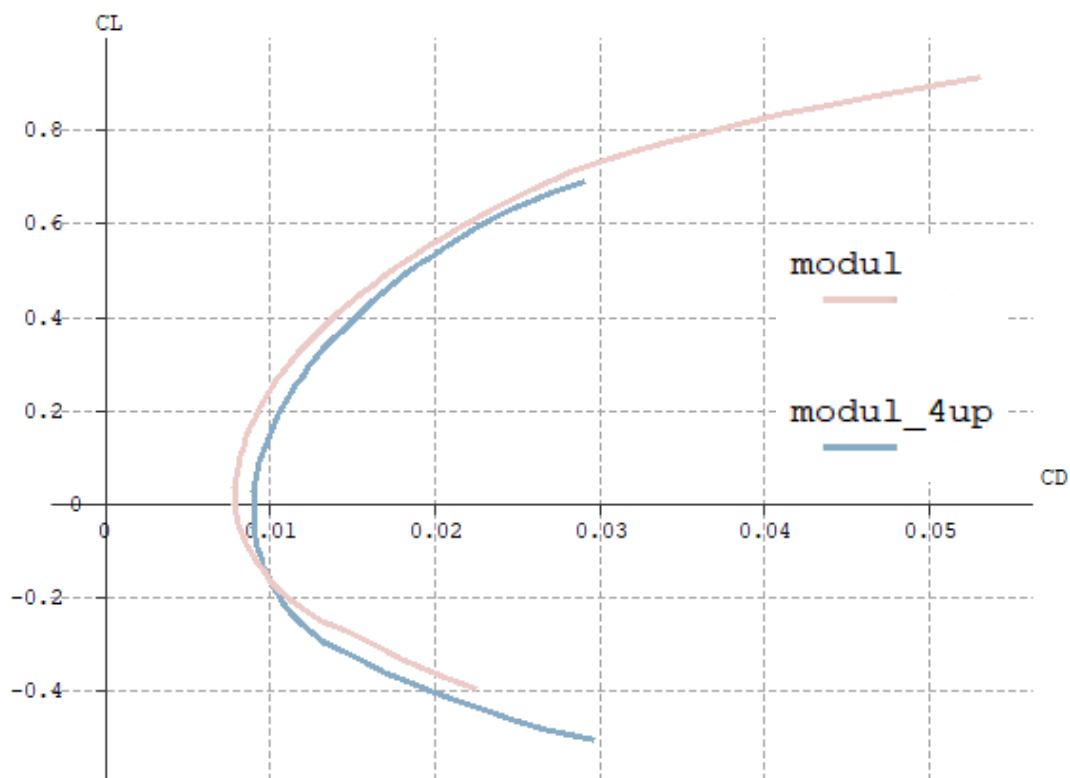


Graf zobrazuje závislost součinitele momentu klopení  $C_m$  na úhlu náběhu  $\alpha$ . Křivky jsou vykresleny pro různé vychýlení křidélek ( + - vychýlení nahoru, - - vychýlení směrem dolů) Průsečík křivky s osou x je znázornění vodorovného ustáleného letu. Směrnice přímky  $C_m f(\alpha)$  je záporná, takže letoun je stabilní.

$$\text{z grafu odečteno } \delta_{eTRIM} = +4^\circ \quad a \quad \alpha_{TRIM} = 3,7^\circ$$

Obdobně pro součinitel vztlaku můžeme psát rovnici:

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \cdot \alpha + C_{L\delta e} \cdot \delta_e \quad (3.2)$$



Obr. 23 Polára letounu, porovnání pro nulové vychýlení klapěk a pro vytrimovaný režim letu

### 3.3. Stabilita

V programu XFLR5 je možné provádět dynamickou analýzu, a zjistit aerodynamické derivace. Simulace pro určené vstupní parametry (hmotnost, výchylka křídélek). Podmínky simulace byly nastaveny pro vodorovný ustálený režim. Výchylka křídélek je nastavena na  $+4^\circ$ .

Hmotnostní charakteristiky

hmotnost	2,45 [kg]
Poloha těžiště od špičky letounu	0.244 [m]
Moment setrvačnosti klonění ( $I_{xx}$ )	0,3583 [ $kg \cdot m^2$ ]
Moment setrvačnosti klopení ( $I_{yy}$ )	0,03652 [ $kg \cdot m^2$ ]
Moment setrvačnosti zatáčení ( $I_{zz}$ )	0.3948 [ $kg \cdot m^2$ ]

Výsledná rychlost	20.935 m/s
Úhel náběhu	$3.69^\circ$
Součinitel vzlaku	0.17261
Součinitel odporu	0.00187
$C_{NP}$	0,273

Podélná statická stabilita vypočtená dle rovnice (2.3) je 10 %. Hodnota střední aerodynamické tětiny (MAC) je 0,274m.

Aerodynamické derivace pro symetrické výchylky křídélek  $+4^\circ$  (kladné znaménko znamená vychýlení dolů). Derivace jsou odvozeny z pohybových rovnic letadla. Podélné derivace vyjadřují závislost horizontálních a vertikálních sil a klonivého momentu se změnou dopředné rychlosti, úhlu náběhu při konstantní úhlové rychlosti klopení a změny úhlové rychlosti klopení při konstantním úhlu náběhu. (Přesné definice zde) [19]

Příčné derivace vyjadřují vliv úhlu vybočení, úhlové rychlosti klonění a úhlové rychlosti zatáčení na boční síly, moment klonění a moment zatáčení. Význam některých derivací je popsán níže. Všechny derivace mají jednotku [1/rad], dále není uvedena.

Podélné derivace		Příčné derivace	
$C_{Xu}$	-0.00374	$C_{Y\beta}$	0.05885
$C_{Lu}$	0.00048	$C_{l\beta}$	-0.02852
$C_{mu}$	-0.00000	$C_{n\beta}$	0.00683

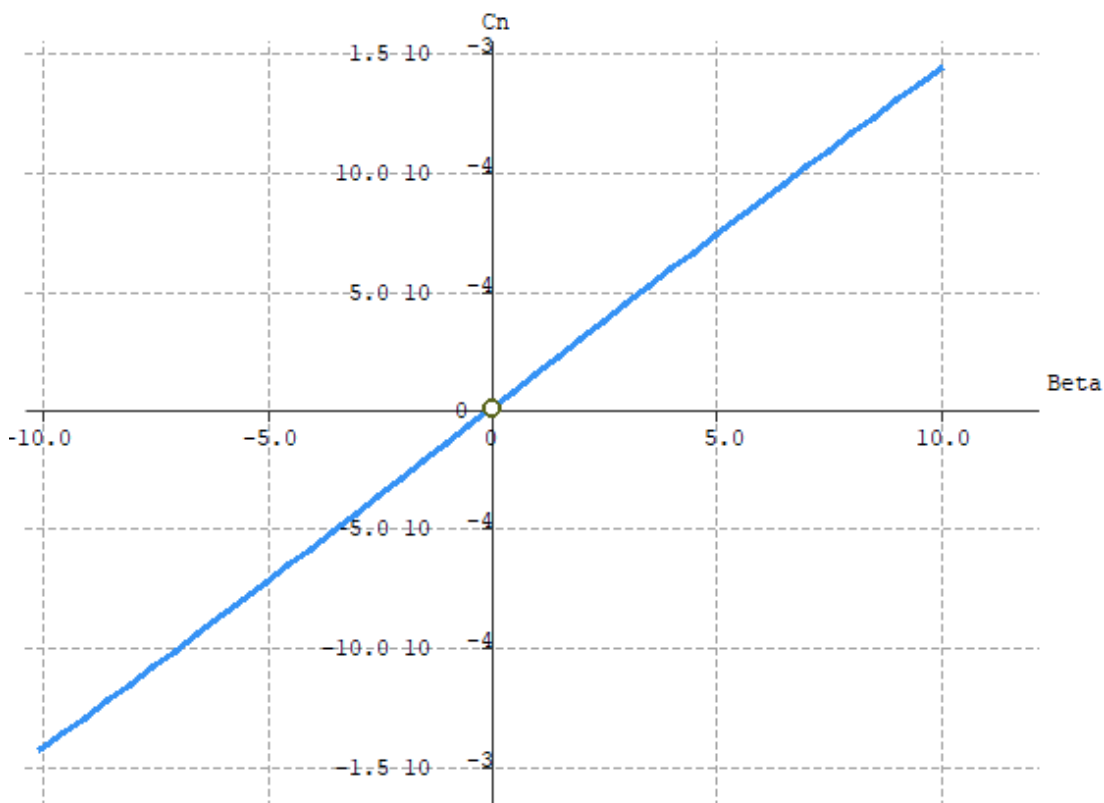
$C_{X\alpha}$	0.09689	$C_{Yp}$	-0.04924
$C_{L\alpha}$	4.42614	$C_{lp}$	-0.49721
$C_{m\alpha}$	-0.76461	$C_{np}$	-0.01702
$C_{Xq}$	0.21294	$C_{Yr}$	0.02428
$C_{Lq}$	5.60019	$C_{lr}$	0.04844
$C_{mq}$	-2.24982	$C_{nr}$	-0.00283

Kontrolní derivace	
$C_{X\delta e}$	0,1678
$C_{Y\delta e}$	0
$C_{L\delta e}$	1,79182
$C_{l\delta e}$	0
$C_{m\delta e}$	0,70358
$C_{n\delta e}$	0

Součinitel	Znaménko	Vysvětlení
$C_{L\alpha}$	+	Vliv úhlu náběhu na vztlakovou sílu, se zvětšujícím se úhlem náběhu roste vztlaková síla. Platí pouze do odtržení mezní vrstvy
$C_{L\delta e}$	+	Vliv výchytky klapky na součinitel vztlaku, kladný směr výchytky je uvažován směrem dolů a znamená přírůstek vztlaku.
$C_{m\alpha}$	-	Při vzájemné poloze těžiště a neutrálního bodu při kladném úhlu náběhu vzniká záporný moment kolem osy Y. Proto je znaménko derivace záporné.
$C_{mq}$	-	Při kladné rychlosti klopení vzniká kladný úhel náběhu. Obdobně jako u $C_{m\alpha}$ potom tedy vzniká záporný moment.

### 3.4. Stranová statická stabilita

Aby letoun byl stranově stabilní musí se při vybočení letounu ( o úhel  $\beta$ ) vytvořit moment který vrací letoun zpět do rovnovážné polohy ( $\beta = 0$ ). Graficky to znamená, že směrnice přímkou  $C_n - \beta$  musí být kladná. [20]



Obr. 24 Zatáčivý moment v závislosti na úhlu vybočení

Z grafu vidíme, že letadlo je stranově stabilní. Směrnice tečny je  $0,00015 [1/^\circ]$ .

## 4. Návrh konstrukce

Konstrukční návrh vychází z aerodynamického návrhu a byl později mnohokrát na základě konstrukčních problémů měněn a přepočítáván tedy i návrh aerodynamický. Pro křídlo byla zvolena výroba hlavní nosné plochy z polystyrenu vyztuženým nosníkem. Na exponovaných místech polepených skelnou páskou. Křídélka jsou umístěna na odtokové hraně a jsou umístěna i na modulárních křídlech, díky šípovitosti křídla mají mnohem větší klopivý moment než křídélka umístěná na středu letounu.

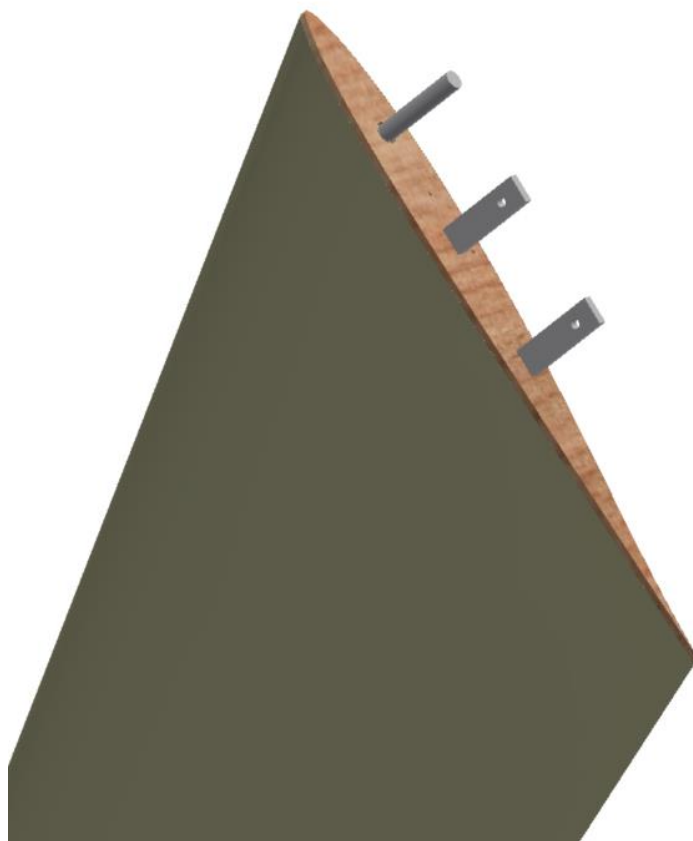
Kvůli konstrukčním důvodům a také aby vznikl užitečný prostor pro baterii a elektroniku byl vytvořena střední část letounu (trup) úzkým segmentem profilem NACA 2212, který má tloušťku 17 % a poskytuje dostatek místa pro akumulátor i elektroniku.

### 4.1. Model

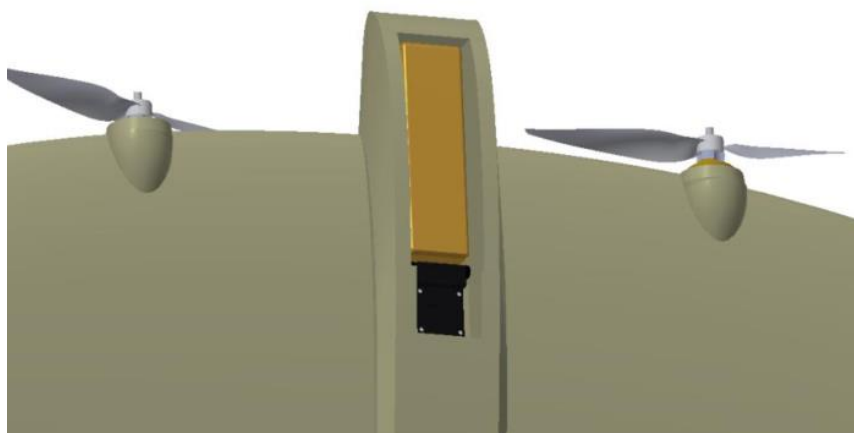
Model křídla byl vytvořen v aplikaci Autodesk Inventor a je přiložen v příloze. Křídlo je modelováno s modulárními křídly. Jsou spojeny s letadlem pomocí ocelové spojky nasunuté v uhlíkových nosnících.



Spojení středu s modulárními křídly je realizováno pomocí mosazných pouzder, do kterých se vsune modulární křídlo. Spojky křídla jsou vyrobeny z překližky, proti vysunutí je spojení pojištěno kolíkem.



Obr. 25 Detail spojení modulárního křídla s středem letounu



Obr. 26 Detail umístění baterie a Pixhawk v trupu letounu

Pro stavbu byl předběžně vybrán motor Xmotor XM3542EA-6 vyráběný firmou Dualsky.<sup>3</sup>



Obr. 27 Vybraný motor, XM3542EA-6 od firmy Dualsky

RPM/V	1180
Hmotnost	140 g

Regulátory potřebné pro motor jsou voleny dle vypočtených potřebných otáček a požadovaného proudového odběru. Je žádoucí aby doba odezvy regulátoru byla co nejnižší aby bylo možné efektivně použít řídicí zpětnovazební algoritmy. Nejlépe proto vyhovují regulátory Emax BLHeli serie 50A.<sup>4</sup>

Serva pro střed letounu byla vybrána SAVÖX SG-0211MG DIGITAL, poskytují tah :6,0/8.0kg/cm při 4,8/6,0 V, rychlost: 0,16/0,13 s/60° při 4,8/6,0 V. Rozměry:30,0x10x36 mm, hmotnost: 29 g.<sup>5</sup>

Pro křídélka Hitec HS-5125MG, které má hmotnost jen 24gramů, kroutící moment 3-3,5kg/cm.

<sup>3</sup> Motor dostupný např. z : <https://www.horejsi.cz/pages/DetailProdukt.aspx?objcislo=1709>

<sup>4</sup> Regulátor dostupný např. z: <https://www.peckamodel.cz/2250050-regulator-emax-bl-heli-serie-50a>

<sup>5</sup> Serva dostupná např. z: <https://www.peckamodel.cz/sg-0211mg-low-profile-digitalni-servo>

## 5. Závěr

Úvodní část práce stručně shrnuje současný stav problematiky kolmo startujících UAV a vývoj v této oblasti především z hlediska aerodynamiky a mechaniky letu. V další části práce byl vytvořen jednoduchý optimalizační software pomocí Matlab a AVL. Koncepce je vytvořena pro cestovní rychlost  $20\text{ m/s}$ . Pomocí matlabu jsou vypočteny základní geometrické a hmotnostní charakteristiky. AVL počítá aerodynamické charakteristiky. Díky tomuto software byl navržen přibližně výsledný tvar, který byl upraven dle konstrukčních požadavků. Výpočet se snaží minimalizovat potřebný výkon pro vodorovný ustálený let a pro režim visení pomocí změny tvaru, hmotnosti, použitím jiné vrtule atd. Bylo by možné do optimalizačního výpočtu zapracovat ještě další parametry (zkroucení křídel atd.), které by zpřesnily návrh. Pomocí tohoto software byl vybrán akumulátor (Multistar High Capacity 10000mAh 4S 10C Multi-Rotor Lipo Pack XT90, váha 804g) a vrtule Master 11x10. Návrhová hmotnost modelu je 2,5 kg. Letový čas vypočtený pomocí software je 70 minut.

Další výpočty byly prováděny v programu XFLR5, byla ověřena použitelnost koncepce, podélná stabilita letounu je 10%, což odpovídá doporučeným hodnotám. V poslední kapitole byl vypracován konstrukční návrh letounu a byly vybrány potřebné komponenty pro stavbu letadla (motory, regulátory, serva). Základním stavebním materiálem je polypropylen vyztužený uhlíkovým nosníkem a polepený skelnou tkaninou. Na základě výpočtů lze předpokládat dobrou říditelnost v režimu dopředného letu.



## Seznam použité literatury

1. **H. Stone, G. Clarke.** Optimization of Transition Manoeuvres for a Tail-Sitter Unmanned Air Vehicle (UAV). [Online] 2018.  
<http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download;jsessionid=E5CBAC1E7C86F2400D6E870BDA0768CC?doi=10.1.1.452.4115&rep=rep1&type=pdf>.
2. **OOSEDO, Atsushi, Satoko ABIKO, Atsushi KONNO a Takuya KOIZUM.** Development of a Quad Rotor Tail-Sitter VTOL UAV without Control Surfaces and Experimental Verification[online]. In: . s. 7 [cit. 2018-06-18]. [Online] 4. 21 2018.  
<https://ieeexplore.ieee.org/document/6630594/>.
3. **Geosustavi.** [Online] 12. 6 2018. <http://www.geosustavi.hr/wingtra/wingtra.pdf>.
4. **Robohub.** [Online] 13. 6 2018. <http://robohub.org/idsc-tailsitter-flying-robot-performs-vertical-loops-and-easily-transitions-between-hover-and-forward-flight/>.
5. **Roman Bapst, Robin Ritz, Lorenz Meier and Marc Pollefeys.** [Online] 4. 23 2018.  
<http://www-oldurls.inf.ethz.ch/personal/pomarc/pubs/BapstIROS15.pdf>.
6. **Daniel Bukovský.** Bakalářská práce, Kolmo startující UAV samokřídlo. Praha : ČVUT FEL, 2017.
7. **Wenbin Song, Andrew Keane.** A Study of Shape Parameterisation Methods for Airfoil Optimisation. University of Southampton. [Online] 6. 21 2018.  
<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2004-4482>.
8. **Drela, Mark.** AVL-Athena Vortex Lattice. Massachusetts Institute of Technology. [Online] 13. 6 2018. [http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/avl\\_doc.txt](http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/avl_doc.txt).
9. **Budziak, Kinga.** Aerodynamic Analysis with Athena Vortex Lattice. Hamburg University of Applied Sciences. [Online] 5. 26 2018. <http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/arbeiten/TextBudziak.pdf>.
10. **Basavaraj, Akshay.** Estimation of Wave Drag of Non-Transonic Airfoils Using Korn Equation. [Online] 15. 6 2018. <http://www.roij.com/open-access/estimation-of-wave-drag-of-nontransonic-airfoils-using-korn-equation.php?aid=54068>.
11. **Musil, Miroslav.** Aerodynamika moderních leteckých modelů. Praha : Naše vojsko, 1. Vyd., 1978

12. **Heperle, Martin.** Aerodynamics of Model Aircraft. [Online] Dr. Martin Heperle, 4. 22. 2018. <https://www.mh-aerotoools.de/airfoils/flywing1.htm>.
13. NASA. On Wings of the Minimum Induced Drag: Spanload Implications for Aircraft and Birds. [Online] 11. 5 2018. <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20160003578.pdf>
14. **Hepperle, Martin.** Neue Profile für Nurflügelmodelle. Baden-Baden, Germany : Verlag für Technik und Handwerk, 1988.
15. *Hobbyking.* [Online] 12. 6 2018. [https://hobbyking.com/cz\\_cz/multistar-high-capacity-3s-4000mah-multi-rotor-lipo-pack.html?\\_\\_store=cz\\_cz](https://hobbyking.com/cz_cz/multistar-high-capacity-3s-4000mah-multi-rotor-lipo-pack.html?__store=cz_cz).
16. *UIUC Propellet Data Site. University of Illinois Urbana-Champaign.* [Online] 12. 6 2018. <http://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html>.
17. *UIUC Propeller database . University of Illinois Urbana-Champaign.* [Online] 18. 5 2018. [http://m-selig.ae.illinois.edu/props/volume-1/propDB-volume-1.html#Master\\_Airscrew](http://m-selig.ae.illinois.edu/props/volume-1/propDB-volume-1.html#Master_Airscrew).
18. *Hobyking.* [Online] 12. 6 2018. [https://hobbyking.com/cz\\_cz/variable-pitch-prop-motor-set-10-type-a.html?\\_\\_store=cz\\_cz](https://hobbyking.com/cz_cz/variable-pitch-prop-motor-set-10-type-a.html?__store=cz_cz).
19. **Lukáš, Matušek.** NÁVRH UAV S KONCEPCÍ BIKOPTÉRY UMOŽNUJÍCÍ SVISLÝ VZLET APŘISTÁNÍ. Praha : ČVUT , Fakluta strojního inženýrství, 2016.
20. **Andrew J. Keane, András Sóbester, James P. Scanlan.** *Small Unmanned Fixed-wing Aircraft Design: A Practical Approach.* Hoboken : John Wiley & Sons, 2017. ISBN: 978-1- 119-40629-7.
21. **ROBERT C. NELSON.** Flight stability and automatic control. 2nd ed. S.l.: Wcb McGraw-Hill, 1998. ISBN 0071158383.
22. *Mathworks.* fminsearch Algorithm. [Online] 13. 6 2018. <https://www.mathworks.com/help/optim/ug/fminsearch-algorithm.html>.
23. **Prof. Ing. Václav Brož, CSc.** Aerodynamika nízkých rychlostí [PDF], České Vysoké Učení Technické v Praze, leden 1990.